

令和 4 年 6 月 23 日現在

機関番号：10103

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19K04833

研究課題名(和文) クランクトアロー主翼を有する超音速機の過渡的流れ構造と動的空力メカニズムの解明

研究課題名(英文) Transient Airflow Structure and Aerodynamic Mechanism Caused by Attitude Motion of a Supersonic Aircraft Configuration with a Cranked-Arrow Main Wing

研究代表者

溝端 一秀 (Mizobata, Kazuhide)

室蘭工業大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号：00271875

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,300,000円

研究成果の概要(和文)：クランクトアロー主翼を有する超音速機形状について、姿勢変化角速度による動的空力特性のメカニズム解明を目指して、機体模型にロールまたはヨー角速度を与えつつ通風する低速風洞試験と非定常CFD解析を実施し、機体周りの流れおよび機体表面圧力分布を調べた。その結果、ロール角速度によるロールダンピング発生、ノーズ長によるロールダンピング劣化、ヨー角速度によるローリングモーメント発生、およびノーズ長によるヨーダンピングの違い、等のメカニズムを推定できた。この成果は、高速航空機の空力特性・飛行特性の総合的理解の進展に大いに資すると期待される。

研究成果の学術的意義や社会的意義

人間の生活活動を支える基盤的移動手段として、大陸間を短時間で移動できる超音速航空機の需要が高まっている。超音速飛行と離着陸を含む低速飛行を両立できる機体形状として、クランクトアロー(折れ曲がった矢じり)形状の主翼が有用である。従前の航空機の主翼と比べて、クランクトアロー翼は揚力発生の仕組みが異なるため、空気流から受ける力の特性も従前の航空機と大きく異なる。特に、機体の姿勢が変化しつつある際の特性(動的空力特性)は、安全安定な飛行に直結しており、慎重に解明する必要がある。本研究は、そのような動的空力の仕組みを明らかにすることを目指しており、超音速航空機技術の確立に貢献するものである。

研究成果の概要(英文)：In order to clarify mechanism of dynamic derivatives caused by attitude rates of a supersonic vehicle with a cranked-arrow main wing, low-speed wind-tunnel tests and unsteady CFD analysis were carried out for the vehicle model with roll or yaw rates, through which streamlines and surface pressure distributions were investigated. As a result, the mechanisms of the roll damping generation due to roll rates, roll damping deterioration due to a nose length, rolling moment generation due to yaw rates, yaw damping variation due to nose lengths, etc. were suggested. This achievement will contribute to comprehensive understanding of aerodynamics and flight mechanics of high-speed aircraft.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：クランクトアロー翼 空力微係数 ロールダンピング ヨーダンピング アドバースヨー 煙流線 風洞試験 CFD解析

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属します。

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

クランクトアロー主翼を有する超音速機形状について、姿勢変化角速度に起因する動的空力微係数について、亜音速動的風洞試験による評価の過程で、姿勢変化角速度やノーズ長によって動的空力微係数が大きく異なり、特にダンピング（姿勢変化の動安定）が劣化するノーズ長・角速度があることが見いだされた。

2. 研究の目的

そこで、これらの動的空力特性の発生メカニズムの解明を目指して、機体模型に姿勢変化を与えつつ通風する「動的風洞試験（動的風試）」における煙流線法および PIV 法による流れの可視化、ならびに同等条件の非定常 CFD 解析によって機体表面の流れの剥離・再付着、クランクトアロー主翼が生成する渦系と尾翼の干渉、等の流れ構造を明らかにすることを狙う。

3. 研究の方法

図1の超音速機形状について、縮小比7/60の機体模型を室蘭工大の回流式小型低速風洞に設置し、図2の姿勢変化駆動装置によって姿勢変化角速度を与えつつ通風する。ステッピングモーターの数値制御によって高い精度および再現性の駆動を実現している。

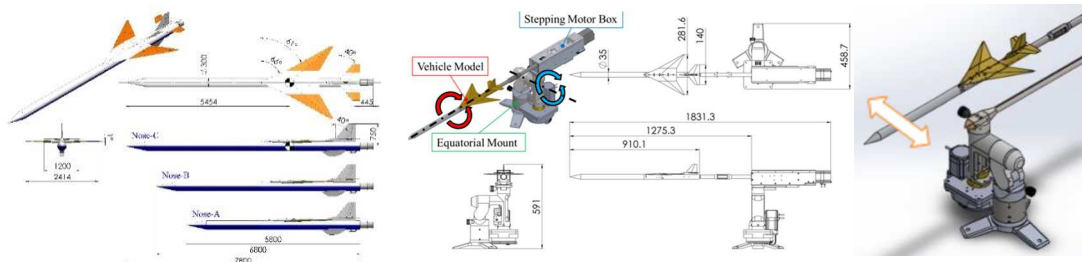


図1. クランクトアロー主翼を有する超音速機形状

ロール駆動装置
ヨー駆動装置
図2. 姿勢変化駆動装置

(1) 煙流線法による流れ構造の解明:

所要の高速度ビデオカメラのレンタル期間の制約、および新型コロナウイルス感染症対策としての実験活動制限のため、煙流線法を優先実施することとした。

低速風洞の吹き出し口にニクロム線(φ0.26 mm)を張り、流動パラフィン等を等間隔に塗布し、風速 2 m/sec 程度で通風しながら 30 V 程度の直流電圧を印加し、図3のように煙流線を発生させる。高速度ビデオカメラとして株式会社フォトロン製 FASTCAM Mini AX50/AX100 を図4のように機体模型の後方、後ろ上方、または側方に設置し、解像度 1024×1024 ピクセル、フレーム角速度 750~1000 fps で撮影する。試験条件として、天秤計測および CFD 解析と同等の無次元角速度となるよう、駆動角速度を設定する。

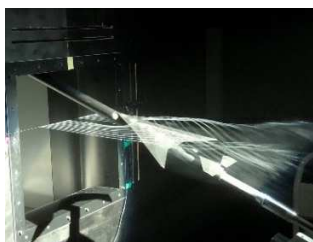


図3. 煙流線の生成



図4. 高速度ビデオカメラの設置

(2) 非定常 CFD 解析による流れ構造の解明:

同等の条件で機体模型周りの流れを CFD 解析によって解き、流線、表面圧力分布、および空力微係数への機体各部位の寄与率を推算する。

(3) 2次元 PIV 法による流れ構造の解明： 所要の高速度ビデオカメラ、高出力レーザー装置、および解析ソフトウェアを揃えたことから、今後 PIV 計測を本格的に実施する予定である。

(4) 総合的解析： 風試による煙流線映像と CFD 解析による流線、表面圧力分布、および空力微係数への機体各部位の寄与率を比較検証して、姿勢変化角速度による動的空気特性の発生メカニズムを推定する。

4. 研究成果

(1) ロール角速度による空力微係数、流線、および表面圧力分布

右ロール角速度を伴う動的風試における空力微係数計測値および煙流線、ならびに同等条件の CFD 解析による空力微係数推算値、流線、および機体表面圧力分布を、図5～図8に示す。流線および圧力分布はロール角 0[deg]付近の時点のものである。

図5は Nose-A 形態および Nose-C 形態についてピッチ角 10° における風試による C_{lp} の天秤計測値であり、Nose-A 形態に比べて Nose-C 形態では無次元ロール角速度 $\dot{\beta} > 0.005$ の範囲でロールダンピングが劣化している。図6は Nose-C 形態について無次元右ロール角速度 0.0062 (有次元右ロール角速度 5.04[deg/s]) および種々のピッチ角における CFD 解析によって推算された機体構成部位の C_{lp} への寄与であり、主翼がロールダンピングの主要因となっている。

図7は無次元右ロール角速度 0.0062 (有次元右ロール角速度 5.04[deg/s]) および種々のピッチ角における Nose-C 形態について風試および CFD 解析による流線である。どのピッチ角においても、主翼前縁付近での流線の持ち上がりや主翼上面での流線の渦巻きが、左主翼に比べて右主翼のほうが激しく、右主翼上面の渦が強まっていると考えられる。一般に渦の中心では流速が大きくなり圧力が減ずることから、右主翼上面圧力が減じて左ローリングモーメントすなわちロールダンピングが生じていると考えられる。図8は、同条件の CFD 解析による主翼上面圧力分布である。青系の低圧部分の面積が左主翼より右主翼において大きく、これによって左ローリングモーメントすなわちロールダンピングが生じていると考えられる。

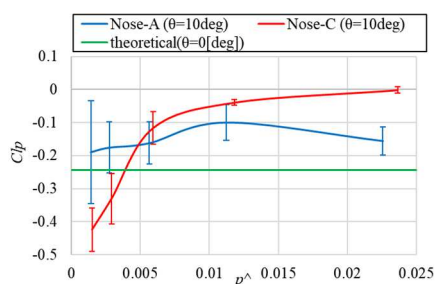


図5. Nose-A 形態および Nose-C 形態についてピッチ角 10° における風試による C_{lp} の推算値

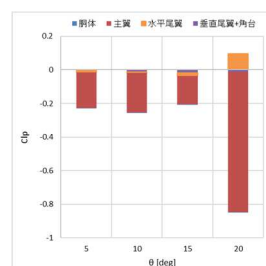
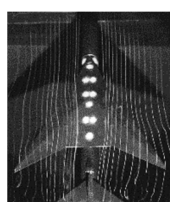
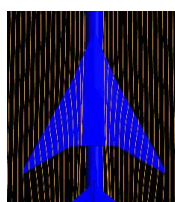


図6. Nose-C 形態について CFD 解析によって推算された機体構成部位の C_{lp} への寄与。ロール角速度 $\dot{\beta} = 0.0062$

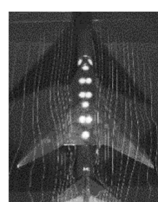


(a) 風試

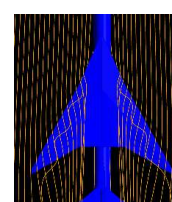


(b) CFD 解析

(a) $\theta = 5.0\text{deg}$



(a) 風試



(b) CFD 解析

(b) $\theta = 10.0\text{deg}$

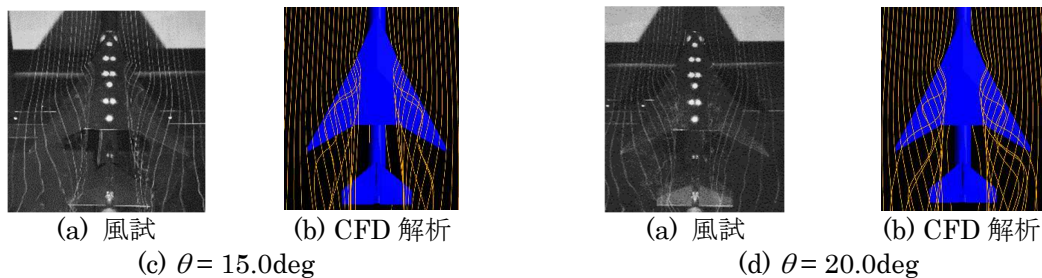


図7. Nose-C 形態について風試および CFD 解析による流線。右ロール角速度 $\dot{\phi} = 0.0062$

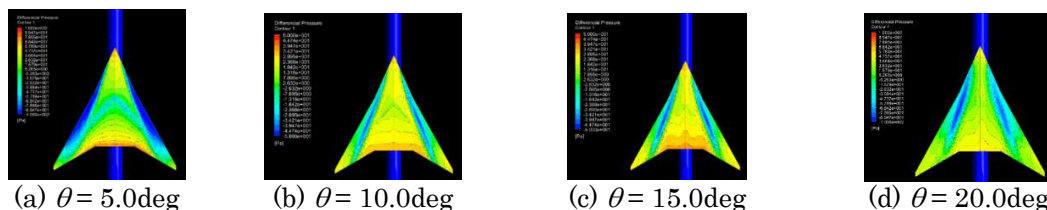


図8. Nose-C 形態について CFD 解析による主翼上面圧力分布。右ロール角速度 $\dot{\phi} = 0.0062$

次に Nose 長の違いによる流れの違いを考察する。図9は、Nose-A 形態および Nose-C 形態についてピッチ角 10[deg]、無次元右ロール角速度 0.0237（有次元右ロール角速度 19.44[deg]）における風試による煙流線である。Nose-C 形態に比べて Nose-A 形態のほうが、右主翼前縁付近で流線の盛り上がり大きい。この流線の盛り上がりは主翼上方に発達する渦によるものと考えられることと、渦による主翼表面圧力低下によってローリングモーメントが発生することから、Nose-C 形態に比べて Nose-A 形態のほうがロールダンピングが強い原因は、右ロール角速度に起因する右主翼の渦の発達が Nose-C 形態に比べて Nose-A 形態のほうが大きいためと推察される。図9には、Nose 近辺を通り主翼に至る流線を左側面から撮影した写真も示している。Nose-A 形態に比べて Nose-C 形態では左主翼前縁で流線が持ち上げられており、左主翼上面で渦が強くなっていると考えられる。これによって左主翼上面に負圧が発生し、右ローリングモーメントが発生することも、Nose-C 形態におけるロールダンピング劣化の一因と考えられる。

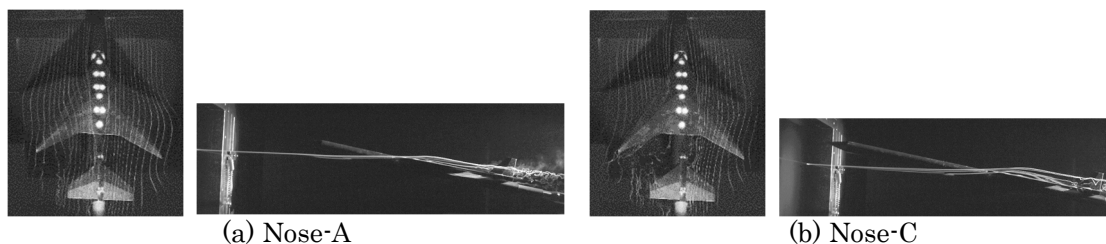


図9. 風試によるノーズから主翼に至る煙流線。右ロール角速度 $\dot{\phi} = 0.0237$

(2) ヨー運動による空力微係数、流線、および表面圧力分布

Nose-A 形態について、天秤計測では図10のように無次元ヨー角速度 $\hat{\psi}=0.0023$ において $C_{nr}<0$ であった。これに比して CFD 解析結果では $C_{nr}>0$ となっており、図11のように機体構成部位の寄与として垂直尾翼が正側の主要因と推定される。図12は Nose-A 形態について $\hat{\psi}=0.0023$ における風試による時間平均流線と CFD 解析による流線の比較である。風試結果から、機軸近くの流線が垂直尾翼右側面に回り込んでおり、右側面での流線間隔が狭まって負圧が生じて左ヨーイングモーメントが発生していると推察される。右ヨー運動中の左ヨーイングモーメントであるからヨーダンピングである。一方、CFD 解析では逆の傾向がみられる。

図13は Nose-A 形態について $\hat{\psi}=0.0067$ における風試による時間平均流線と CFD 解析による流線の比較である。双方で機軸近くの流線が垂直尾翼の左側に回り込んでおり、左側面での流線間隔が狭まって負圧が生じ、右ヨーイングモーメントが発生していると推察される。右ヨー運

動中の右ヨーイングモーメントであるからヨーダンピングの劣化である。

また、天秤計測では、図 1 4 のように Nose-A 形態に比べて Nose-C 形態のヨーダンピング効果が大きいことがわかった。図 1 5 は Nose-C 形態について $\dot{\beta}=0.0067$ における風試による時間平均流線である。Nose-A では図 1 4 の通りヨーダンピングが劣化しているのに対し、Nose-C では図 1 5 の通り機軸近くの流線が垂直尾翼右側に回り込み、ヨーダンピングが強まっていると推察され、天秤計測結果と整合している。

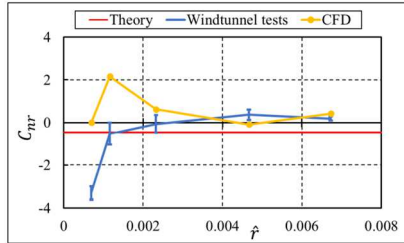


図 1 0 Nose-A 形態について風試および CFD 解析による C_{nr} の計測値・推算値 (迎角 0°)

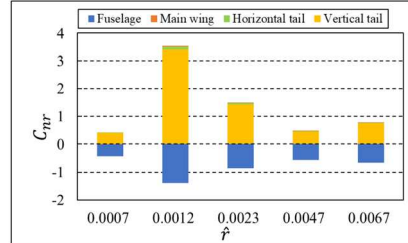
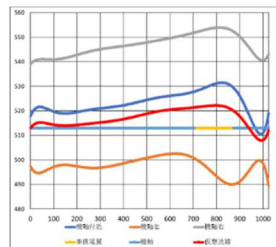
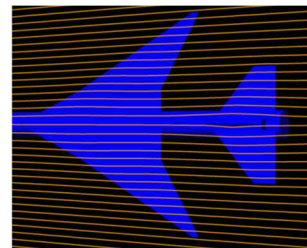


図 1 1 Nose-A 形態について CFD 解析による機体構成部位別の C_{nr} への寄与 (迎角 0°)

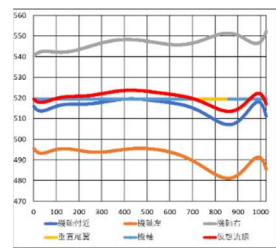


(a) 風試による時間平均流線

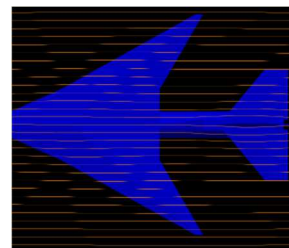


(b) CFD 解析による流線

図 1 2 Nose-A 形態の右ヨー角速度 $\dot{\beta} = 0.0023$ における機体周りの流線 (迎角 0°)



(a) 風試による時間平均流線



(b) CFD 解析による流線

図 1 3 Nose-A 形態の右ヨー角速度 $\dot{\beta} = 0.0067$ における機体周りの流線 (迎角 0°)

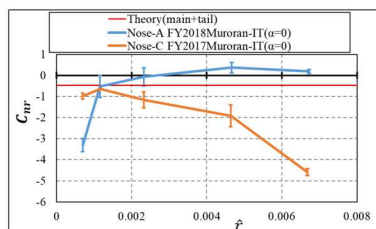


図 1 4 風試による Nose-A 形態と Nose-C 形態の C_{nr} 計測値 (迎角 0°)

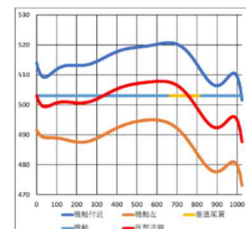


図 1 5 風試による Nose-C 形態の右ヨー角速度 $\dot{\beta} = 0.0067$ における時間平均流線 (迎角 0°)

まとめとして、クランクトアロー主翼を有する超音速機形状について、動的空力特性の発生メカニズムの解明を目指して、ロールおよびヨー角速度を伴う風洞試験において煙流線法によって流れを可視化するとともに、同等条件の CFD 解析の結果を可視化し、比較検証した。ロール角速度によるロールダンピング発生、ノーズ長によるロールダンピング劣化、ヨー角速度によるローリングモーメント発生、ノーズ長によるヨーダンピングの違い、等の現象のメカニズムを流線密度および機体表面圧力分布の観点から推定した。今後は、感圧塗料による表面圧力の可視化や PIV 法による流れの可視化を併用して詳細な流れ場の解明を目指す。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 1件）

1. 発表者名 溝端一秀
2. 発表標題 室蘭工大の小型超音速飛行実験機にかかる空力研究の現況について
3. 学会等名 第54回流体力学講演会，講演番号2B09，2022年6月28日～30日，盛岡
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Shuuta Haraguchi, Shun Sasaki, Atsuya Honda, Akihiro Nishida, Ryuto Kawanabe, Haruka Nikado, Kazuhide Mizobata
2. 発表標題 Flowfield Visualization and Mechanism of Dynamic Derivatives of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science, online, February 26th-March 2nd, 2022, paper No. 2022-g-03. (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 原口柊太，本田敦也，西田明寛，川鍋龍斗，佐々木駿，溝端一秀
2. 発表標題 室蘭工大小型超音速飛行実験機の周囲の流れの可視化と動的空気力メカニズムの推定
3. 学会等名 第59回飛行機シンポジウム，講演論文番号JSASS-2021-5088-2B05，2021年11月30日～12月2日，オンライン開催
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 本田敦也，白方洸次，西田明寛，酒向壘，原口柊太，溝端一秀
2. 発表標題 室蘭工大小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空気力
3. 学会等名 第58回飛行機シンポジウム，講演論文番号JSASS-2020-5133-3A03，2020年11月25日～27日，オンライン開催
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 本田敦也, 白方洗次, 酒向壘, 溝端一秀
2. 発表標題 室蘭工大の小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性
3. 学会等名 第57回飛行機シンポジウム, 2019年10月16日~18日, 海峡メッセ下関(山口県下関市)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 西田明寛, 溝端一秀
2. 発表標題 小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性のCFD解析
3. 学会等名 第57回飛行機シンポジウム, 2019年10月16日~18日, 海峡メッセ下関(山口県下関市)
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------